

(19)



Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11)

EP 0 918 976 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:
14.06.2000 Patentblatt 2000/24

(51) Int Cl.7: **F42B 12/72, F42B 15/34, C04B 37/00**

(21) Anmeldenummer: **97935567.4**

(86) Internationale Anmeldenummer:
PCT/EP97/04235

(22) Anmeldetag: **04.08.1997**

(87) Internationale Veröffentlichungsnummer:
WO 98/08044 (26.02.1998 Gazette 1998/08)

(54) Verfahren zur Herstellung von Flugkörpern oder Flugkörperkomponenten

Process for manufacturing missiles or missile components

Procédé pour la fabrication des missiles ou des composants de missile

(84) Benannte Vertragsstaaten:
AT BE CH DE DK FI FR GB IE IT LI LU NL SE

(74) Vertreter: **Kruspig, Volkmar, Dipl.-Ing. et al**
Patentanwälte
Melssner, Bolte & Partner
Postfach 86 06 24
81633 München (DE)

(30) Priorität: **16.08.1996 DE 19632893**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
02.06.1999 Patentblatt 1999/22

(73) Patentinhaber:
INDUSTRIEANLAGEN-BETRIEBSGESELLSCHAFT M.B.H.
85521 Ottobrunn (DE)

(56) Entgegenhaltungen:

EP-A- 0 479 657	EP-A- 0 541 917
GB-A- 1 229 246	JP-A- 61 122 162
US-A- 3 676 293	US-A- 3 796 616
US-A- 4 425 407	US-A- 4 476 178
US-A- 4 477 024	US-A- 4 706 912
US-A- 4 722 817	US-A- 4 961 384
US-A- 5 291 830	US-A- 5 411 763
US-A- 5 525 372	

(72) Erfinder:

- **BRAITINGER, Manfred**
D-85591 Vaterstetten (DE)
- **SELZER, Manfred**
D-82041 Oberhaching (DE)
- **PAPENBURG, Ulrich**
D-85658 Eggenstein (DE)

- **PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 17, no. 92 (M-1371), 23.Februar 1993 & JP 04 286636 A (MITSUBISHI ENG & SHIPBUILD CO LTD)**
- **PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 95, no. 2, 31.März 1995 & JP 06 305863 A (MITSUBISHI KASEI CORP)**

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist. (Art. 99(1) Europäisches Patentübereinkommen).

EP 0 918 976 B1

Beschr ibung

[0001] Die Erfindung betrifft ein Verfahren zur Herstellung von Flugkörpern oder Flugkörperkomponenten.

[0002] Ein solches Verfahren ist aus der EP 0 541 917 A bekannt.

[0003] An Flugkörpern, die sich mit sehr hoher Geschwindigkeit in der bodennahen Atmosphäre bewegen, treten an exponierten Stellen, wie Kanten, Ecken und Spitzen wegen der aerodynamischen Aufheizung Oberflächentemperaturen von über 1700 °C auf. Sehr hohe Temperaturen von über 2500 °C treten an Bauteilen von Flugkörpermotoren auf, deren Festtreibstoffe teilweise mit Temperaturen von über 3500 °C verbrennen. Die betroffenen Bauteile sollen auch bei diesen Temperaturen noch über hinreichende Strukturfestigkeit und Funktionalität verfügen, um die Gesamtmission des Flugobjektes erfolgreich zu beenden. Bisher wurde die Strukturfestigkeit der meist metallischen Bauteile im Hochtemperatureinsatz durch Verwendung hochtemperaturbeständiger Metalle und Metallegierungen, Kühlung und thermische Isolierung realisiert. Diese Maßnahmen sind aufwendig, teuer und erfordern in allen Fällen zusätzliches Gewicht zur Erfüllung der Aufgabenstellung. Zusätzliches Gewicht ist bei mobilem Gerät, insbesondere bei Flugkörpern, nachteilig, so daß nach gewichtsreduzierten Lösungen gesucht werden muß.

[0004] Bei einer bekannten Ausführungsform eines Flugkörpers bestehen die Bugspitze, feste Flossen oder bewegliche Ruder bzw. Fins, Strahlruder, Schubdüsen und Düsenhalseinsätze, Brennkammerauskleidungen, Heckkonus, Gitterflügel, Fluidikelemente und das Radom aus verschiedenen Metallen und Metallegierungen. Dabei sind diese Flugkörperkomponenten die thermisch und mechanisch höchstbelasteten Bauteile des Flugkörpers.

[0005] Aufgrund der genannten hohen Temperaturen, hohen mechanischen Belastungen und hohen Drücke muß man bei der heutigen Auslegung dieser Flugkörperkomponenten hoch hitzebeständige Metalle oder Metallegierungen (z.B. Wolfram, Molybdän, Inconel) mit hoher mechanischer Festigkeit und Temperaturbeständigkeit verwenden. Da diese temperaturbeständigen Metalle und Legierungen schon ab etwa 800 °C unter Festigkeitsverlust erweichen, muß zusätzlich aktiv gekühlt werden. Ein weiterer gravierender Nachteil der Flugkörperkomponenten aus Metall ist ihr hohes Gewicht, welches die Beschleunigung und Geschwindigkeit von Flugkörpern einschränkt.

[0006] Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, Flugkörper oder Flugkörperkomponenten wie keramische Bugspitzen, feste Flossen oder bewegliche Ruder [Fins], Strahlruder, Schubdüsen und Düsenhalseinsätze, Brennkammerauskleidungen, Heckkonus, Gitterflügel, Fluidikelemente und Radome oder Teilkomponenten aus diesen für Flugkörper mit hoher Temperatur-, Druck- und Abriebfestigkeit, Erosionsbeständigkeit,

niedriger Dichte bzw. niedrigem Gewicht, hoher Wärmeleitfähigkeit, niedriger Wärmeausdehnung bei einer nahezu unbegrenzten Geometrie- und Formenvielfalt zu schaffen.

5 **[0007]** Diese Aufgabe wird gelöst durch die Merkmale des Verfahrens Anspruchs 1.

[0008] Bugspitze 1, feste Flossen 2 oder bewegliche Ruder [Fins] 3, Strahlruder 4, Schubdüsen oder Düsenhalseinsätze 5, Brennkammerauskleidungen 6, Heckkonus 7, Gitterflügel 8, Fluidikelemente 9 und Radome 10 oder Teilkomponenten aus diesen bestehen also aus einer faserverstärkten Keramik oder aus Kombinationen verschiedener faserverstärkter Keramiken und bilden nach der Infiltration eine monolithische Struktur. 15 Insgesamt erhöht sich die Temperaturbeständigkeit bei gleichzeitiger Gewichtsreduzierung dieser Flugkörperkomponenten.

[0009] Es wurde gefunden, daß C/SiC und/oder C/C und/oder SiC/SiC über hervorragende Festigkeitseigenschaften bis zu hohen Temperaturen verfügt, die einen Einsatz auch unter schweren Bedingungen ermöglichen. Hinzu kommt neben einer geringen Dichte hohe Verschleißfestigkeit, Oxidationsbeständigkeit sowie, 20 neben der ausgezeichneten Temperaturbeständigkeit, eine hohe Temperaturwechselbeständigkeit.

[0010] Dabei ist es insbesondere bei Oberflächenversiegelung besonders gas- und flüssigkeitsdicht.

[0011] Besonders hervorzuheben sind die große Geometrie- und Formenvielfalt bei gleichzeitig niedrigem Gewicht, sowie die hervorragende Temperaturfestigkeit und hohe bzw. einstellbare Wärmeleitfähigkeit, die entsprechend niedrige Kühlleistungen ermöglichen. In bestimmten Flugkörpern kann aufgrund der hohen Temperaturfestigkeit von C/SiC und C/C und SiC/SiC 30 ganz auf eine Kühlung oder thermische Isolierung verzichtet werden.

[0012] Man unterscheidet C/SiC und C/C und SiC/SiC mit kontinuierlicher Faserverstärkung sowie kurzfaserverstärktes C/SiC und C/C und SiC/SiC. Das erstgenannte Material aus C/SiC oder C/C oder SiC/SiC, das laminiert, gepreßt oder gewickelt werden kann, zeichnet sich durch besonders hohe Festigkeit und besonders niedrige Dichte aus. Zur Erhöhung der Oxidationsbeständigkeit kann mit einer Oberflächenversiegelung gearbeitet werden. Vorzugsweise werden dafür Schutzschichten aus Siliciumcarbid und/oder Siliciumdioxid und/oder Molybdändisilizid auf die Bauteiloberflächen aufgebracht. Letztere ist bei kurzfaserverstärktem C/SiC überflüssig, da das Material besonders oxidations- und korrosionsbeständig ist. Auch verfügt es über eine 40 extrem gute Wärmeleitfähigkeit und zeichnet sich durch besonders hohe Thermoschockfestigkeit aus. Es eignet sich vor allen Dingen für eine mechanische Bearbeitung im Grünzustand. Dabei können aus C/SiC-Rohlingen und/oder C/C-Rohlingen Bugspitzen 1, feste Flossen 2 oder bewegliche Ruder [Fins] 3, Strahlruder 4, Schubdüsen oder Düsenhalseinsätze 5, Brennkammerauskleidungen 6, Heckkonus 7, Gitterflügel 8, Fluidikele- 55

mente 9 und Radome 10 oder Teilkomponenten aus diesen in beliebiger Geometrie aus einem Stück oder aus verschiedenen Einzelsegmenten durch mechanische Bearbeitung leicht geformt werden.

[0013] Vorteilhafterweise sind die Einzelsegmente der Bugspitze 1, festen Flossen 2 oder beweglichen Ruder [Fins] 3, Strahlruder 4, Schubdüsen und Düsenhalbinsätze 5, Brennkammerauskleidungen 6, Heckkonus 7, Gitterflügel 8, Fluidikelemente 9 und der Radome 10 oder Teilkomponenten aus diesen mit Siliciumcarbid und/oder Kohlenstoff und/oder Silicium zusammeninfiltriert oder zusammensiliziert, um die gewünschte monolithische Struktur zu geben. Diese Konstruktion eignet sich insbesondere für C/SiC oder C/C oder SiC/SiC mit Kurzfaserverstärkung, wobei die Einzelsegmente vor dem Zusammensilizieren bzw. Infiltrieren mechanisch bearbeitet werden. Eine derartige Flugkörperkomponente 1-10 kann ohne weiteres auch mit Befestigungselementen wie z.B. Schrauben oder Bolzen oder Flanschen, vorzugsweise aus C/SiC und/oder C/C und/oder SiC/SiC, verbunden werden. Außerdem können in die Flugkörperkomponenten 1-10 durch mechanische Bearbeitung im Grünzustand Kühlkanäle und/oder Ausnehmungen mit runden, rechteckigen oder schlitzförmigen Querschnitt eingebracht werden.

[0014] Das erfindungsgemäße Verfahren sieht eine Gestaltung der Flugkörperkomponenten 1-10 in Hybrid- und Segmentbauweise vor. Durch mechanische Bearbeitung von Rohkörpern und Teilsegmenten, die vorzugsweise aus C/SiC und/oder C/C und/oder SiC/SiC oder aus geeigneten Kombinationen mit kontinuierlicher Faserverstärkung und/oder Kurzfaserverstärkung besteht und durch die anschließende Infiltration mit Silicium und/oder Siliciumcarbid und/oder Kohlenstoff dieser Einzelsegmente werden monolithische Flugkörperkomponenten in Hybridbauweise ausgebildet.

[0015] Die Innenwand der Flugkörper oder die thermisch hochbelasteten Stellen der Flugkörper kann in geeigneter Weise mit C/SiC- oder C/C- oder SiC/SiC-Segmenten ausgekleidet werden und mittels Kühlung über Kühlkanäle und/oder mit einem Isolationsmaterial, vorzugsweise aus C/SiC oder C/C oder SiC/SiC oder aus Kohlenstoffasern oder Graphitfolie oder Kombinationen aus diesen, das die Temperatur- und Druckbelastung der metallischen Flugkörperstruktur soweit wie möglich reduziert, versehen sein und zu einer monolithischen Flugkörperkomponente 1-10 zusammensiliziert werden. Die Isolationswerkstoffe können auch unter Zwischenschaltung von Abstandshaltern, vorzugsweise aus C/SiC oder C/C oder SiC/SiC, mit den Flugkörperkomponenten 1-10 aus C/SiC und/oder C/C miteinander verbunden werden, um die gewünschte monolithische Struktur zu ergeben.

[0016] Vorteilhafterweise kann die Dichte und Porosität des C/SiC- und/oder des C/C- und/oder SiC/SiC-Materials während der Infiltration oder Silizierung durch die Zugabemenge an Silicium, Kohlenstoff oder Siliciumcarbid eingestellt werden, sodaß das C/SiC und/oder C/

C und/oder SiC/SiC mit hoher Dichte und geringer Porosität als thermomechanische Tragstruktur und/oder Auskleidung und das C/SiC und/oder C/C und/oder SiC/SiC mit niedriger Dichte bzw. hoher Porosität als Wärmeisolierung eingesetzt werden kann. Dabei können auch Dichte- und Porositätsgradienten über der Wandstärke der Flugkörperkomponenten 1-10 eingestellt werden.

[0017] Durch die Gas- und Flüssigkeitsdichtigkeit der C/SiC- und/oder C/C-Materialien können in die metallische Flugkörperstruktur auch offene Kühlkanäle eingebracht werden, die beim Einsetzen der C/SiC- und/oder C/C-Teile und/oder SiC/SiC-Teile geschlossen werden. Die Flugkörperkomponente 1-10 wird je nach verwendetem System aus C/SiC- und/oder C/C- und/oder SiC/SiC-Einzelsegmenten gefertigt, die anschließend zu einer monolithischen Struktur mit Kohlenstoff und/oder Silicium und/oder Siliciumcarbid zusammeninfiltriert und/oder zusammensiliziert werden oder man fertigt die Flugkörperkomponenten 1-10 aus einem Stück, vorzugsweise durch mechanische Bearbeitung eines C/SiC- und/oder C/C- und/oder SiC/SiC-Rohlings. Diese C/SiC- und/oder C/C-Teile und/oder SiC/SiC-Teile können auch die Kühlkanäle (falls notwendig) oder Ausnehmungen bereitstellen, um die Wärme abzutransportieren. Der C/SiC- und/oder C/C-Körper und/oder SiC/SiC-Körper 1-10 und die metallische Flugkörperstruktur sind mit geeigneten Verbindungselementen wie z.B. Bolzen-, Schraub- oder Flanschverbindungen, vorzugsweise aus C/SiC und/oder C/C und/oder SiC/SiC, miteinander zu verbinden. Möglichkeiten hierzu sind in den Bildern 2 bis 9 gezeigt.

[0018] Die Erfindung wird im folgenden, anhand bevorzugter Ausführungsbeispiele im Zusammenhang mit den beiliegenden Zeichnungen, näher erläutert. Durch den Einsatz von Flugkörperkomponenten 1-10 aus faserverstärkter Keramik (C/SiC und/oder C/C und/oder SiC/SiC) kommt es zu einer erheblichen Gewichtsreduzierung im Vergleich zu metallischen Flugkörperkomponenten. Durch die Hochtemperaturfestigkeit von C/SiC und/oder C/C und/oder SiC/SiC kann auf die Kühlung ganz oder teilweise verzichtet werden. Das erfindungsgemäße Verfahren erlaubt jegliche Geometrie- und Größenvariationen bei den Flugkörperkomponenten 1-10.

[0019] In Bild 1 ist ein Flugkörper nach derzeitigem Stand der Technik dargestellt. Aufgrund der hohen Temperatur- und Druckbelastung kommen derzeit z.B. nur warmfeste Metalle und Metalllegierungen mit hoher Dichte infrage, die aufgrund ihrer relativ geringen Temperaturfestigkeit gekühlt werden müssen. Neben diesen thermomechanischen Anforderungen müssen die metallischen Werkstoffe auch allen Anforderungen bezüglich Korrosion, Bearbeitung, Oberflächengüte und Schweißbarkeit genügen.

[0020] In Bild 2 ist eine Bugspitze 1 und ein Radom 10 eines Flugkörpers dargestellt. Die Bugspitze wird besonders durch hohe Drücke und hohe Temperaturen beansprucht. Durch den Einsatz von faserverstärkter Ke-

ramik kann das Gewicht der Bugspitze um mindestens 1 kg im Vergleich zu einer metallischen Bugspitze reduziert werden.

An Radomen treten Beanspruchungen durch hohe Drücke und hohe Temperaturen auf. Zusätzlich ist bei Radomen eine erhöhte Radardurchlässigkeit und Oberflächengenauigkeit (z.B. durch Schleifbarkeit) sowie der Aufbau unterschiedlicher Wandstärken erforderlich.

[0021] In Bild 3 sind die **Stabilisierungsfins** bzw. **festen Flossen** 2 und der **Heckkonus** 7 eines Flugkörpers dargestellt.

An den festen Flossen treten vor allem Beanspruchungen durch hohe Längs- und Querbeschleunigungskräfte und durch hohe Temperaturen auf. Der Heckkonus 7 eines Flugkörpers wird durch hohe Drücke und hohe Temperaturen beansprucht und dient zur Stabilisierung des Flugkörpers. Der Einsatz von faserverstärkter Keramik führt am Heckkonus zu einer Gewichtsersparnis von 3 kg.

[0022] In Bild 4 sind **bewegliche Ruder** bzw. **Fins** 3 und **Gitterflügel** 8 dargestellt. An den beweglichen Rudern bzw. Fins 3 treten Beanspruchungen durch hohe Längs- und Querbeschleunigungskräfte und durch hohe Temperaturen auf. Sie dienen als aerodynamische Lenkhilfe. Auch an den Gitterflügeln 8 treten Beanspruchungen durch hohe Längs- und Querbeschleunigungskräfte und durch hohe Temperaturen auf. Sie dienen sowohl als aerodynamische Lenkhilfe als auch zur Erhaltung der Stabilität des Flugkörpers. Der Gitterflügel sieht aus wie ein am Heck des Flugkörpers angebrachter schmaler Fußabstreifer, dessen Öffnungen in Flugrichtung stehen und um die Längsachse gedreht werden kann.

[0023] In Bild 5 sind die erfindungsgemäßen **Strahlruder** 4 abgebildet. Eine Beanspruchung durch hohe Querkkräfte, Temperaturen und Abrasion durch Abgase und Feststoffteilchen (z.B. Al_2O_3 -Partikeln) muß bei der Auslegung von Strahlrudern berücksichtigt werden. Der Einsatz von Strahlrudern im Abgasstrahl dient als zusätzliche Lenkhilfe während der Antriebsphase des Flugkörpers. Strahlruder, die im hinteren Bereich einer Raketendüse direkt im Abgasstrahl zur Strahlumlenkung eingebaut sind, unterliegen extrem hohen thermomechanischen Beanspruchungen durch die heißen, reaktiven Verbrennungsgase und den hohen Querkkräften. Thermoschockbeständigkeit und ein gutes Abrasionsverhalten gegenüber Feststoffteilchen, wie z.B. Al_2O_3 und Ruß, werden bei Strahlrudern zusätzlich gefordert, da Strahlruder je nach Motortyp und Treibstoffart Gas/Teilchenströmungen mit Temperaturen von 2500 °C plötzlich ausgesetzt sein können.

[0024] In Bild 6 sind eine **Schubdüse** 5 und die typische Ausführungsform der erfindungsgemäßen **Brennkammerauskleidung** 6 dargestellt.

[0025] Die Schubdüse wird durch extrem hohe Drücke und Temperaturen beansprucht. Oft besitzen die Triebwerke von Flugkörpern für die einzelnen Schubphasen (Auswurf-, Beschleunigungs- und Marschpha-

se) mehrere und unterschiedlich viele Schubdüsen.

[0026] In Bild 7 sind typische **Fluidikelemente** 9 abgebildet, die als Querschubsteuerungen eingesetzt werden.

5 Das erfindungsgemäße Verfahren sieht vor, daß man die Schubdüse und/oder den Düsenhals und/oder die Brennkammer mit C/SiC- und/oder C/C-Segmenten und/oder SiC/SiC-Segmenten auskleidet. Die Innenwände der Flugkörper sind aus C/SiC- und/oder C/C- und/oder SiC/SiC-Einzelsegmenten gestaltet. Die C/SiC- und/oder C/C- und/oder SiC/SiC-Segmente sind so zu gestalten, daß die Teilungsschlitzte, die unter hohem Druck und hoher Temperatur stehenden Gase nicht zur metallischen Flugkörperstruktur durchgelassen werden. Die C/SiC- und/oder C/C-Teile und/oder SiC/SiC-Teile können der Innenkontur des Flugkörpermotors angepaßt werden und ermöglichen so eine geometrische Vereinfachung der Flugkörperstruktur.

[0027] Das Verfahren sieht vor, daß man die C/SiC- und/oder C/C- und/oder SiC/SiC-Einzelsegmente für die Flugkörperkomponenten (1-10) aus C/SiC- und/oder C/C- und/oder SiC/SiC-Rohlingen mechanisch bearbeitet und vor der Montage in die Flugkörperstruktur zu einer monolithischen Struktur zusammensiliziert.

25 **[0028]** In den Beispielen kann die Kühlung (falls notwendig) wahlweise über das Einbringen von Kühlkanälen oder Ausnehmungen in die C/SiC- und/oder C/C- und/oder SiC/SiC-Struktur oder die Isolation mit Kohlenstofffilzen oder Graphitfolie oder C/SiC oder C/C oder SiC/SiC oder Kombinationen aus diesen erfolgen. Die Kühlung mit Kühlkanälen kann wahlweise je nach Anforderung in der Flugkörperstruktur am Übergang Metall zu C/SiC und/oder C/C und/oder SiC/SiC oder im C/SiC- und/oder C/C- und/oder SiC/SiC-Teil selbst erfolgen. Es ist auch eine Kombination aus beiden Teilen vorgesehen.

Patentansprüche

1. Verfahren zur Herstellung von thermisch und mechanisch hochbelasteten Flugkörpern oder Flugkörperkomponenten mit folgenden Schritten:

a) Fertigen von Rohlingen aus faserverstärkter grüner Keramik, nämlich kohlenfaserverstärktem Siliciumcarbid (C/SiC) und/oder kohlenstofffaserverstärktem Kohlenstoff (C/C) und/oder siliciumcarbidfaserverstärktem Siliciumcarbid (SiC/SiC);

b) Ausformen und mechanisches Bearbeiten der Keramikrohlinge im Grünzustand entsprechend den Teilegeometrien des Flugkörpers oder der Flugkörperkomponenten;

c) Gemeinsame Infiltration oder gemeinsames Silizieren der Rohlinge mit Silicium und/oder Siliciumcarbid und/oder Kohlenstoff zum Erhalt einer monolithischen Verbundstruktur, wobei

die zusammengefügt Rohlinge die Gesamtform des Flugkörpers oder der jeweiligen Flugkörperkomponente bilden.

2. Verfahren nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Dichte und Porosität des S/SiC- und/oder des C/C- und/oder SiC/SiC-Materials während des Schrittes der Infiltration oder Silizierung durch die Zugabemenge von Silicium, Kohlenstoff und/oder Siliciumcarbid eingestellt wird, so daß sich eine Tragstruktur mit einerseits hoher Dichte und geringer Porosität als Tragteil und/oder Auskleidung und mit andererseits niedriger Dichte und hoher Porosität als Wärmeisolierung ergibt.
3. Verfahren nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet**, daß in die Keramikrohlinge durch mechanisches Bearbeiten Kühlkanäle eingebracht oder eingeformt werden.

Claims

1. Process for manufacturing missiles or missile components subjected to high thermal and mechanical loading, with the following steps:
 - a) producing blanks from fibre-reinforced green ceramic, namely carbon-fibre-reinforced silicon carbide (C/SiC) and/or carbon-fibre-reinforced carbon (C/C) and/or silicon-carbide-fibre-reinforced silicon carbide (SiC/SiC);
 - b) shaping and machining of the ceramic blanks in the green state to correspond to the geometry of the parts of the missile or the missile components;
 - c) joint infiltration or joint siliconization of the blanks with silicon and/or silicon carbide and/or carbon to obtain a monolithic composite structure, the joined-together blanks forming the overall form of the missile or of the respective missile component.
2. Process according to Claim 1, characterized in that the density and porosity of the S/SiC [sic] and/or the C/C and/or SiC/SiC material is set during the infiltration or siliconization step by adding an amount of silicon, carbon and/or silicon carbide, so that there is obtained a supporting structure with on the one hand high density and low porosity as a supporting part and/or lining and with on the other hand low density and high porosity as thermal insulation.
3. Process according to Claim 1, characterized in that cooling channels are made or formed into the ceramic blanks by machining.

R v ndications

1. Procédé pour la fabrication de missiles ou de composants de missiles soumis à de fortes sollicitations thermiques et mécaniques, comprenant les phases suivantes :
 - a) fabrication d'ébauches en céramique crue renforcée par des fibres, à savoir carbure de silicium renforcé par des fibres de carbone (C/SiC) et/ou carbone renforcé par des fibres de carbone (C/C) et/ou carbure de silicium renforcé par des fibres de carbure de silicium (SiC/SiC) ;
 - b) mise en forme et traitement mécanique des ébauches en céramique à l'état cru en fonction des géométries partielles du missile ou des composants du missile ;
 - c) infiltration commune ou enrichissement commun au silicium des ébauches par du silicium et/ou carbure de silicium et/ou carbone pour obtenir une structure composite monolithique, les ébauches réunies formant la forme d'ensemble du missile ou des composants respectifs du missile.
2. Procédé suivant la revendication 1, caractérisé en ce que la masse volumique et la porosité du matériau C/SiC et/ou C/C et/ou SiC/SiC sont réglées pendant la phase d'infiltration ou d'enrichissement au silicium par la quantité additionnelle de silicium, de carbone et/ou de carbure de silicium, de sorte qu'il en résulte une structure porteuse ayant d'une part une masse volumique élevée et une faible porosité comme partie porteuse et/ou revêtement, et ayant d'autre part une faible masse volumique et une porosité élevée comme isolation thermique.
3. Procédé suivant la revendication 1, caractérisé en ce que des conduits de refroidissement sont pratiqués ou conformés par traitement mécanique dans les ébauches en céramique.

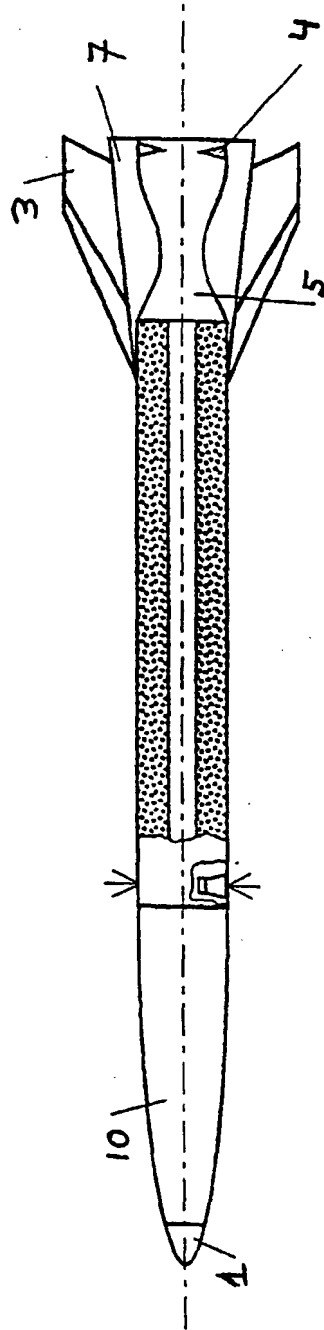


Bild 1:

EP 0 918 976 B1

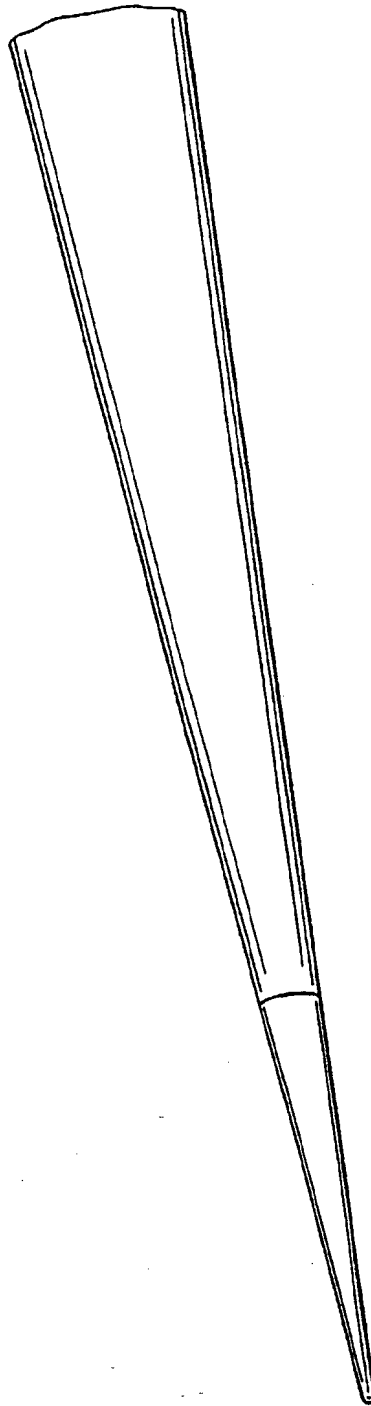


Bild 2:

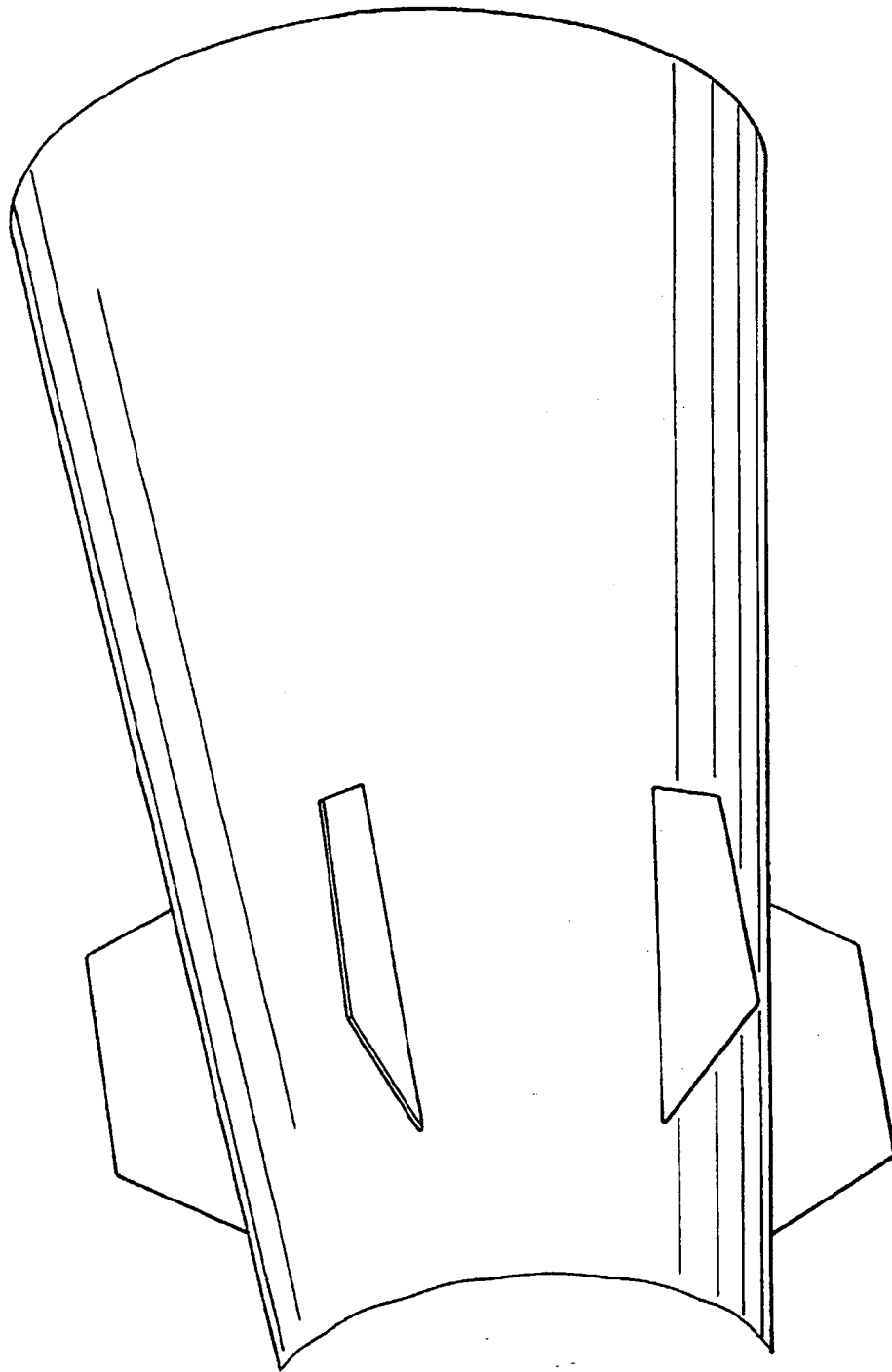


Bild 3:

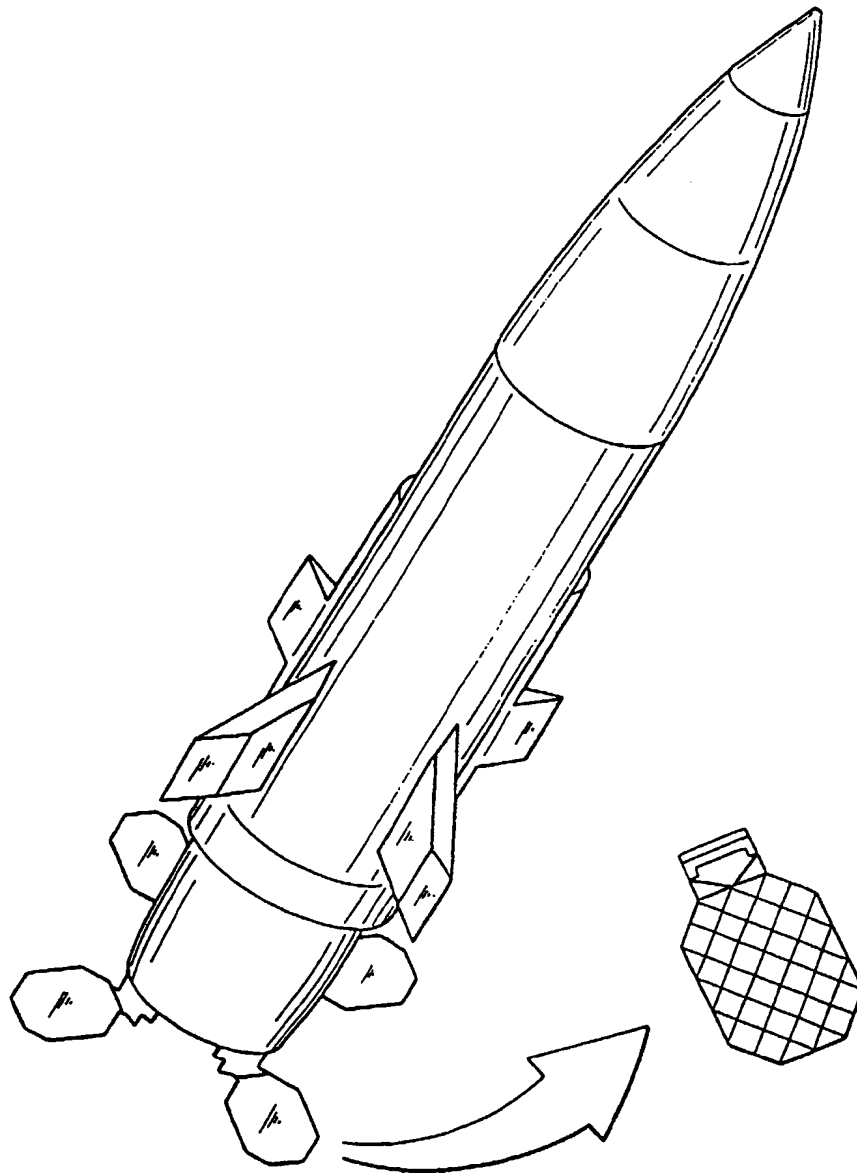


Bild 4:

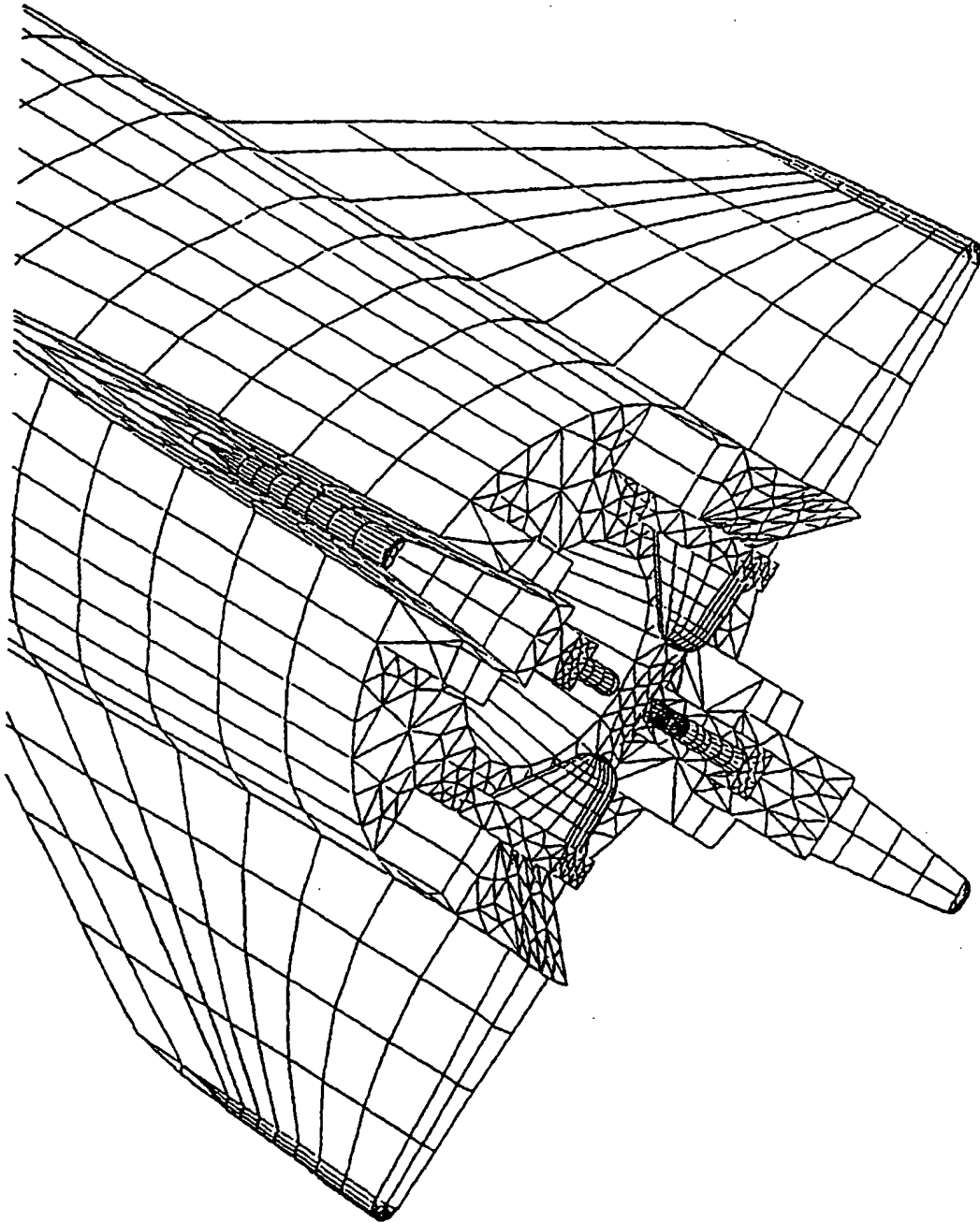


Bild 5:

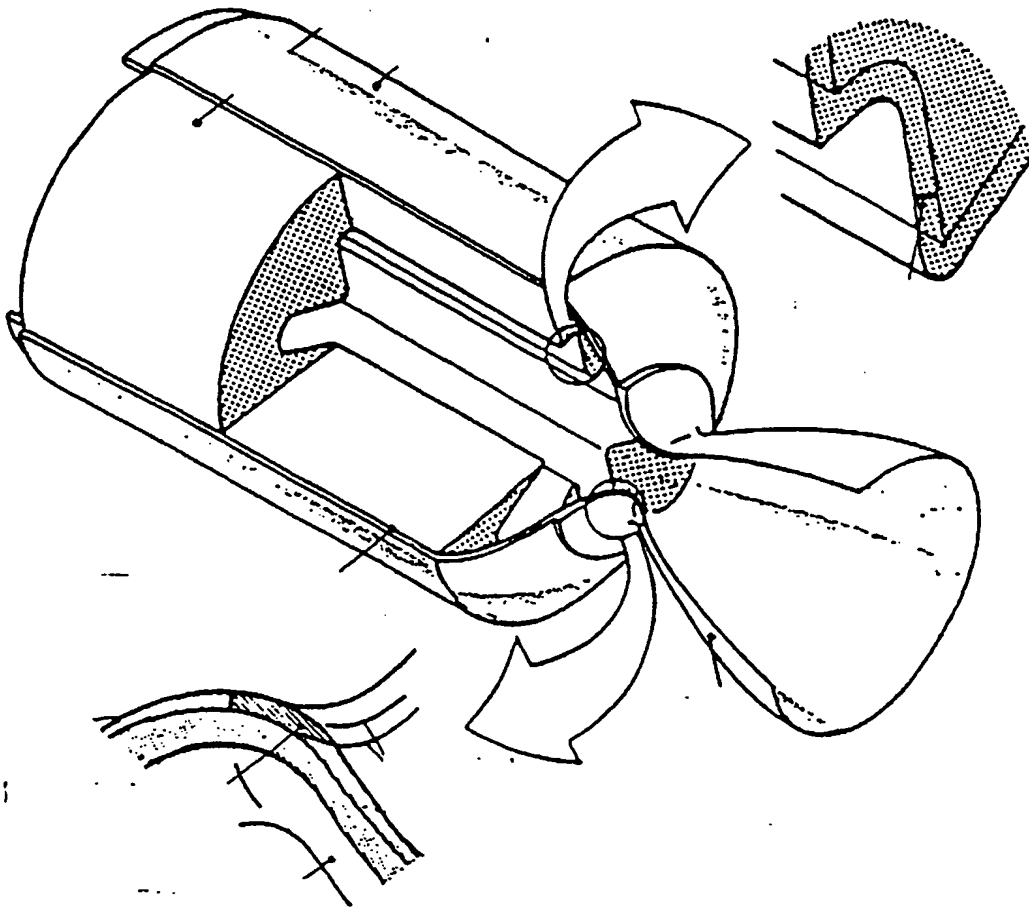


Bild 6:

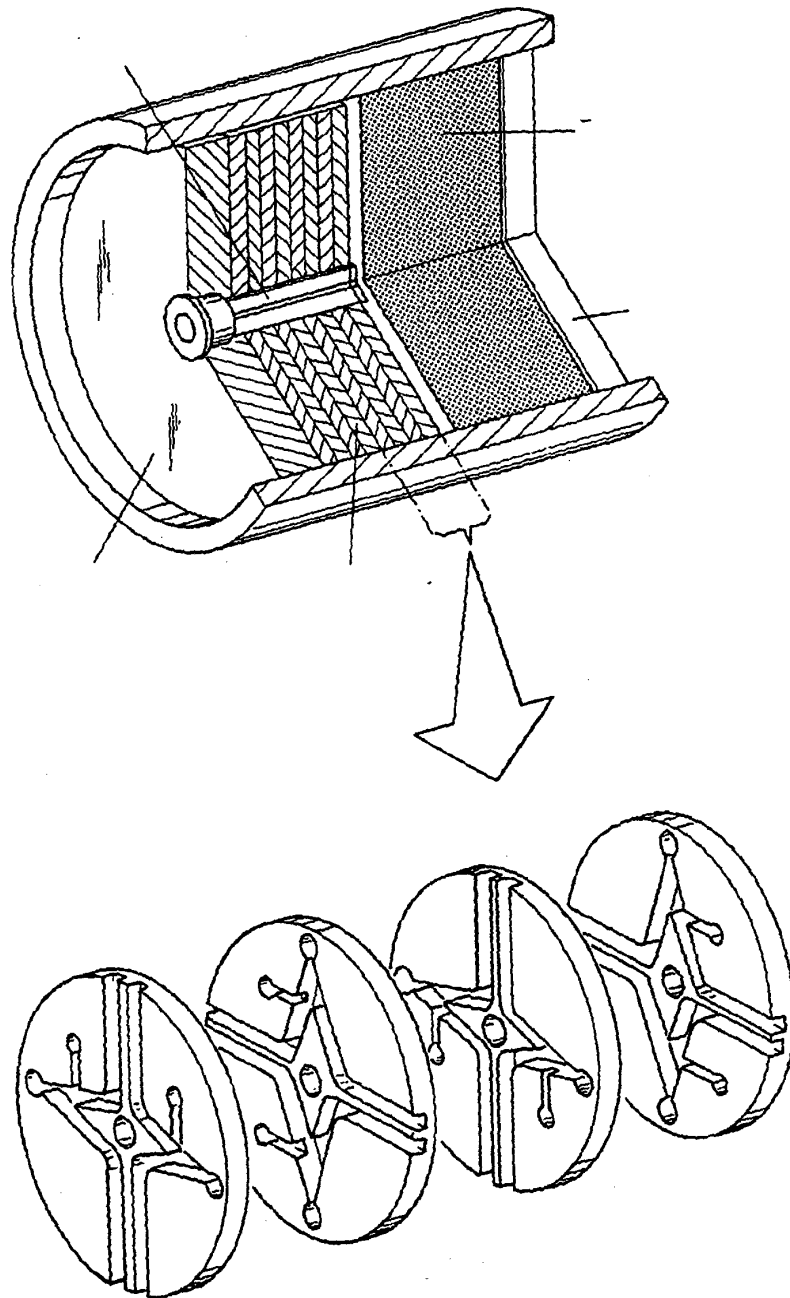


Bild 7: